

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 特 許 公 報 (B 2)

(11) 特許番号

第2588633号

(45) 発行日 平成9年(1997)3月5日

(24) 登録日 平成8年(1996)12月5日

(51) Int.Cl. ⁹	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
B 6 4 G	1/50		B 6 4 G	B
	1/66		1/66	B

請求項の数11(全 6 頁)

(21) 出願番号	特願平2-287194	(73) 特許権者	999999999 株式会社日立製作所 東京都千代田区神田駿河台4丁目6番地
(22) 出願日	平成2年(1990)10月26日	(73) 特許権者	999999999 株式会社宇宙通信基礎技術研究所 東京都千代田区岩本町2丁目12番5号
(65) 公開番号	特開平4-163298	(72) 発明者	前田 利秀 神奈川県横浜市戸塚区戸塚町216番地 株式会社日立製作所戸塚工場内
(43) 公開日	平成4年(1992)6月8日	(72) 発明者	岩井 声興 神奈川県横浜市戸塚区戸塚町216番地 株式会社日立製作所戸塚工場内
		(74) 代理人	弁理士 秋本 正実
		審査官	小山 卓志

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構

1

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度を制御する機構において、相変化物質を封入した容器と、該容器に密着して配置されたヒートパイプと、前記容器の外側の面に密着して配置された電気ヒータと、前記ヒートパイプの上部に配置された電子機器および2次電池を含むコンポーネントとからなることを特徴とする人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項2】前記の相変化物質は、電子部品の実環境温度が許容される温度範囲の上限近傍に融点を有するものであることを特徴とする請求項1に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項3】前記の相変化物質は、電子部品の実環境温度が許容される温度範囲の下限近傍に融点を有するものであることを特徴とする請求項1に記載の人工衛星・宇宙

2

機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項4】前記の相変化物質は、電子部品の環境温度が許容される温度範囲の上限近傍に融点を有する相変化物質と、電子部品の環境温度が許容される温度範囲の下限近傍に融点を有する相変化物質との少なくとも2種類の相変化物質とよりなり、それぞれ容器に封入されていることを特徴とする請求項1に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項5】前記の電子部品は、熱の良導体で構成された熱キャリアを介して電子回路基板に搭載されており、前記電子回路基板は、ヒートパイプおよび相変化物質を封入した容器に密着していることを特徴とする請求項1に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項6】前記の電子部品は、熱の良導体で構成され

10

3

た筐体の中に収納されており、前記の電子部品は、ヒートパイプ、及び相変化物質を封入した容器を介して前記の筐体に密着せしめて支持されており、前記の筐体は、人工衛星・宇宙機のベース部材に密着せしめて取り付けられていることを特徴とする請求項1に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項7】前記のヒートパイプ、及び相変化物質を封入した容器は、それぞれ電子回路基板に対して、宇宙空間でアウトガスの少ないグリスを挟んで取り付けられていることを特徴とする請求項5に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項8】前記のヒートパイプ、及び相変化物質を封入した容器は、連設された一体の部材であることを特徴とする請求項5に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項9】前記の電気ヒータは、相変化物質が固化を開始したとき、若しくは固化を完了したときに通電されるものであることを特徴とする請求項3に記載の人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構。

【請求項10】相変化物質を封入した容器と、該容器に密着して配置されたヒートパイプと、前記容器の外側の面に密着して配置された電気ヒータと、前記ヒートパイプの上部に配置された電子機器および2次電池を含むコンポーネントとからなる温度制御機構を備えたことを特徴とする人工衛星・宇宙機搭載用電子機器。

【請求項11】相変化物質を封入した容器と、該容器に密着して配置されたヒートパイプと、前記容器の外側の面に密着して配置された電気ヒータと、前記ヒートパイプの上部に配置された電子機器および2次電池を含むコンポーネントとからなる温度制御機構を備えた電子機器を搭載したことを特徴とする人工衛星・宇宙機

【発明の詳細な説明】

〔産業上の利用分野〕

本発明は、人工衛星および宇宙機搭載用電子機器の電子部品環境温度が許容範囲内に保たれるように制御する機構に関するものである。

〔従来の技術〕

従来、人工衛星に搭載する電子機器の熱制御手法については、第32回宇宙科学技術連合講演会講演集(1988) pp125-153において論じられている。この方法は、電子機器が搭載される板の内部にヒートパイプを内蔵することにより、電子機器が搭載される板全体の等温化をはかり、一方で、電子機器が搭載される板の電子機器が搭載されない、あるいは搭載される電子機器の少ない面に放熱面を設け宇宙空間に放熱する方式となっている。

第4図は従来技術における人工衛星・宇宙機搭載電子機器の熱制御機構を示す模式的な断面図である。

11は電子機器であって、これを熱的に見れば発熱体であり、その発熱量は変化する。

2枚のアルミ板12a, 12bによってアルミハニカム13を

4

挟みつけた形に固着し、上記2枚のアルミ板の内の片方のアルミ板12aに電子機器11を搭載するとともに、他方のアルミ板12bの外側に太陽光を反射する皮膜14が設けられている。そして、前記アルミハニカム13の中にヒートパイプ2が埋設されている。

電子機器11で発生した熱の1部はアルミ板12a, アルミハニカム13, アルミ板12bを通して宇宙空間に放散される。

また、発生した熱の一部は熱伝導によりヒートパイプ2に伝えられ、この熱によりヒートパイプの暖められた部分にあった作動流体は気化し、ヒートパイプ内の温度の低い部分へと拡散する。この気化した作動流体は、ヒートパイプ内、の温度の低い部分で冷却されて液化し、ヒートパイプ内部に設けられた還流路を通してヒートパイプ内の発熱体によって暖められた部分へと戻っていく。この動作が繰り返されることにより、ヒートパイプ全体が等温化するとともに、高発熱密度の発熱を効率良く拡散することが出来る。

〔発明が解決しようとする課題〕

人工衛星・宇宙機技術の進歩に伴い、これに搭載される電子機器内部の部品配置も高密度化する傾向にある。この電子機器内部の高密度化に伴って、その熱的な面でも条件が厳しくなり、発熱密度が高くなるとともに発熱量も増加する。

ところが、前記公知の技術(宇宙科学技術連合講演会講演集)においては、高発熱密度で高発熱の発熱体を有する電子機器については、電子機器自体がすでに熱制御されていることを前提としており、電子機器自体の熱制御については配慮されておらず電子機器自体の熱制御をどうするかという問題が残されていた。このため、高発熱密度で、且つ高発熱の発熱体を有する将来型の人工衛星宇宙機搭載用電子機器の熱制御に適用出来なくなる虞が有る。

さらに、前記従来技術においては電子機器の発熱を放散させて過熱を防止することについて考慮されているが、過冷についての考慮が無い。このため、人工衛星・宇宙機の飛行中に、地球、月などの天体の影に入ると太陽光を受けなくなると、電子機器の環境温度が急激に低下して過冷する虞がある。

上に述べた加熱、過冷については、単に温度が高くなりすぎ、低くなりすぎではないという問題だけでなく、温度上昇の速度や温度下降の速度が大きすぎではないという問題も有る。

本発明は上述の事情に鑑みて為されたもので、高発熱密度、大発熱量の電子機器の環境温度を制御して、その温度を許容温度範囲内に保つとともに、その経時的温度変化を許容温度変化率範囲内に収め得る、人工衛星・宇宙機搭載用電子機器の温度制御機構を提供することを目的とする。

〔課題を解決するための手段〕

5

上記の目的を達成するため、本発明の構成は、人工衛星・宇宙機に搭載される電子機器について、

電子部品および次電池を含むコンポーネント単位を考え、この単位の中に（イ）ヒートパイプと、（ロ）相変化物質を封入した容器と、（ハ）電気ヒータと、を設置した。

本発明を実施する場合、電子機器を構成している電子部品の許容温度範囲を考慮に入れて、前記の相変化物質の融点が許容温度範囲の上限近傍になるように構成することが推奨される。

また、許容温度範囲の下限近傍の融点を有する相変化物質を用いることも有効である。従って、これらを勘案して、許容温度範囲の上限近傍の融点を有する相変化物質を封入した容器と、同じく下限近傍の融点を有する相変化物質を封入した容器との両方を設置することが望ましい。

また、電子機器を構成している電子部品は、回路基板上に浮かせて搭載するのではなく熱キャリアを介して密着させ、熱伝導状態を良くしておくことが望ましい。

また、電子部品を筐体中に配置する場合は、該筐体を熱の良導体で構成するとともに、これをベース部材に対して熱的に密着させて固定し、かつ、電子部品は、ヒートパイプ及び前記の容器を介して筐体の内面に熱的に密着させて取り付けることが望ましい。

上記の、熱的に密着させる構造として溶接手段を用いることもできるが、溶接できない場合には、宇宙空間でアウトガスの少ないグリスを介して取り付けると好都合である。

さらに、これらの電子部品、ヒートパイプ、相変化物質を入れた容器について、これらを一体に連設した部材として構成すれば、各々の間の接触熱抵抗が無くなるため、いっそう好都合である。

〔作用〕

前記の構成によれば、

電子部品で発生した熱はヒートパイプによって、先ず、温度分布を略均一にされ、均一な熱流密度で伝導されて次のような効果を助長する。

相変化物質は、先ず、該物質自体の熱容量によって温度変化を緩和する。

温度上昇を緩和されて徐々に升温して、許容温度の上限近傍に達すると上記の相変化物質が融解し始め、融解潜熱を吸収しつつ、温度を一定に保つ。

また、人工衛星・宇宙機が天体の影に入ると太陽熱を受けなくなり、かつ電子部品の負荷が減少して発熱量が低下したような場合は、前記と逆の現象を生じ、相変化物質自体の熱容量によって温度降下が緩和され、許容温度範囲の下限近傍に達すると凝固潜熱（前記の融解潜熱に対応）を発生しつつ温度を一定に保つ。この温度降下防止作用のみでは温度降下を防止し切れない場合は電気ヒータに通電して保温することができる。

6

この場合、電気ヒータによる保温が補助的に用いられることは重要である。

即ち、人工衛星・宇宙機が天体の影に入ると、その温度が下降しつつある状態では、この人工衛星・宇宙機に搭載されている太陽電池が機能を停止しており、電気機器類の消費電力は専ら2次電池に頼っている。

従って、電子部品の保温が主として相変化物質の凝固潜熱によって行われ、電気ヒータの消費電力が節減されることの実用効果面での意義が大きい。

10 〔実施例〕

第1図（A）は本発明に係る温度制御機構の1実施例を示す断面図である。本実施例は、本発明を通信衛星搭載用の電力増幅器に適用した例である。

この電力増幅器は、中継器パネル5をベース板とし、このベース板に設置されている。

9は、熱の良導体で構成された筐体であって、その本体9aはベース板5に密着せしめて固定されている。9bはその蓋である。

発熱体である電子部品1は、熱の良導体で構成された熱キャリア6を介して電子回路基板7上に配置されている。

前記筐体9の底壁の内面に密着させて、ヒートパイプ2が設置されており、かつ、

前記電子部品1の許容温度範囲の上限近傍に融点を有する相変化物質3aを封入した容器4aと、

上記許容温度範囲の下限近傍に融点を有する相変化物質3bを封入した容器4bとが、それぞれ筐体9の底壁の内面に密着させて設置されている。

そして、前記の容器4a、4bに密着させて電気ヒータ10が設置されている。

この実施例における電子部品1は電力増幅を行う半導体部品である。この電子部品1で発生した熱は、熱キャリア6、電子回路基板7を経由して、伝導によりヒートパイプ2へと伝わりヒートパイプの等温化作用により、ヒートパイプの軸方向へと拡散する。

ヒートパイプ全体の温度上昇により、容器4a、4b、及びこれらに封入された相変化物質3a、3bに熱が伝わる。

融点到相当する温度以外においても、これらの容器や相変化物質は相当の熱容量を有しているため、電子部品1で発生した熱を吸収し、その温度上昇を緩和する。

温度上昇速度の緩和により、熱歪、熱応力の発生が防止される。

相変化物質3aの温度は徐々に上昇し、放熱量とバランスすると温度上昇が停止する。しかし、放熱量が充分でなく温度上昇が続き、その融点に達した場合、相変化物質3aが融解し始める。

その融解中は、相変化物質3aが融解潜熱を吸収しつつ、略一定温度を保つ。

本発明の実施例において、各構成部品を密着せしめる場合、力学的に密着させるだけでなく熱的に密着させる

7

こと、即ち、伝熱抵抗の少ない状態で密着させることが必要である。このために、溶接することもできるが、溶接施工が許されない場合も少なくない。このような場合は、宇宙空間でアウトガスの少ないグリスを挟んで密着させ、ネジ止めなど適宜の公知手段を併用する。

本発明を実施する場合、これらの構成部材を別体に構成して溶接したり、グリスを介して接触させたりするのでなく、これらを一体の部材として構成すれば、接触熱抵抗が無いので好都合である。

第1図(B)は、このような考えで構成した実施例の断面図である。本例は第1図(A)の実施例における容器4aと容器4bとを、ヒートパイプ2と一体に連設した構成である。

また、電子部品1の発熱量が減少したり、中継器パネルであるベース板5から宇宙空間への放熱量が増加したりして装置全体が降温傾向となった場合、容器4a、4b、及び相変化物質3a、3bの熱容量によって温度低下速度が緩和される。

このようにして徐々に降温して許容温度範囲の下限近傍に達すると、相変化物質3bが凝固を始め、凝固潜熱を発生しつつ略一定の温度を保つ。

上記の凝固潜熱だけでは温度低下の防止が充分でないときは、図示しない2次電池から電力を供給して電気ヒータ10に通電し、保温を補助する。

第1図(A)に示したヒートパイプ2、容器4a、4b及び電気ヒータ10の分解斜視図を第2図に示す。

第3図は上記と異なる実施例を示し、前記実施例における第2図に対応する斜視図である。

前例(第2図)においては2個の容器4a、4bの間に1本のヒートパイプ2を挟みつけて密着させた配置であったが、本例(第3図)においては3個の容器4と2個のヒートパイプ2とを、それぞれ1個ずつ交互に配列してある。これら3個の容器4の中に封入する相変化物質の融点は任意に選定することができる。

また、3個のヒートパイプ2と2個の容器4とを交互に配列するなど、これらの構成部材の設置個数は任意に設定し得る。この場合、温度分布の均一化(従って熱流密度の均一化)を重視する場合はヒートパイプ2の設置個数を増し、温度変化の抑制を重視する場合は容器4の

8

設置個数を増せば良い。

いずれの場合においてもヒートパイプ2と容器4とは熱的に密着させる。第2図、第3図の実施例においては宇宙空間でアウトガスの少ないグリスの薄層を介して相互に押し付けてネジ止め(ネジは図示省略)して熱的に密着させた。

これらの実施例(第1図~第3図)に示した温度制御機構を人工衛星・宇宙機用の電子機器に適用すると、該電子装置を構成している電子部品が高発熱密度であつて、その発熱量の変化が大きくても、該電子部品の環境温度の変化速度を抑制するとともに、該環境温度を許容範囲内に保つことができる。

また、これらの実施例の温度制御機構を備えた電子機器を搭載した人工衛星・宇宙機は、この人工衛星・宇宙機から宇宙空間への放熱量が大きく変化しても、搭載している2次電池の電力消費を節約しつつ搭載電子機器の温度制御を容易に行い、該電子機器を許容温度範囲内に保つとともに、その温度変化速度を抑制することができる。

【発明の効果】

以上説明したように、本発明の温度制御機構を適用すると、人工衛星・宇宙機器に搭載された電子機器の環境温度を制御して許容温度範囲内に保つと共に、その温度変化速度を抑制することが出来る。

【図面の簡単な説明】

第1図(A)は本発明に係る温度制御機構の1実施例を示す断面図、第1図(B)は上記と異なる実施例の断面図である。

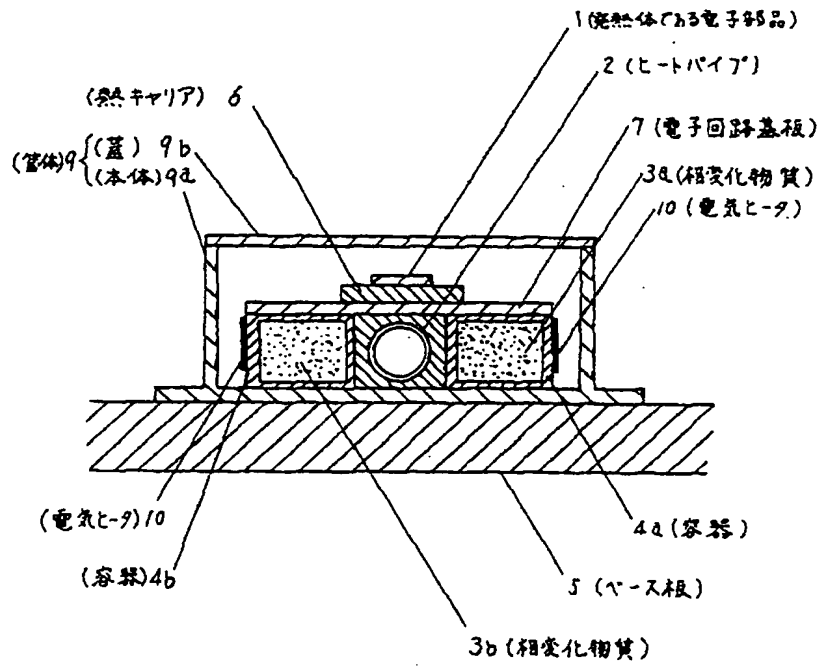
第2図は、第1図(A)の実施例の要部を描いた分解斜視図である。

第3図は上記と異なる実施例の要部を描いた斜視図である。

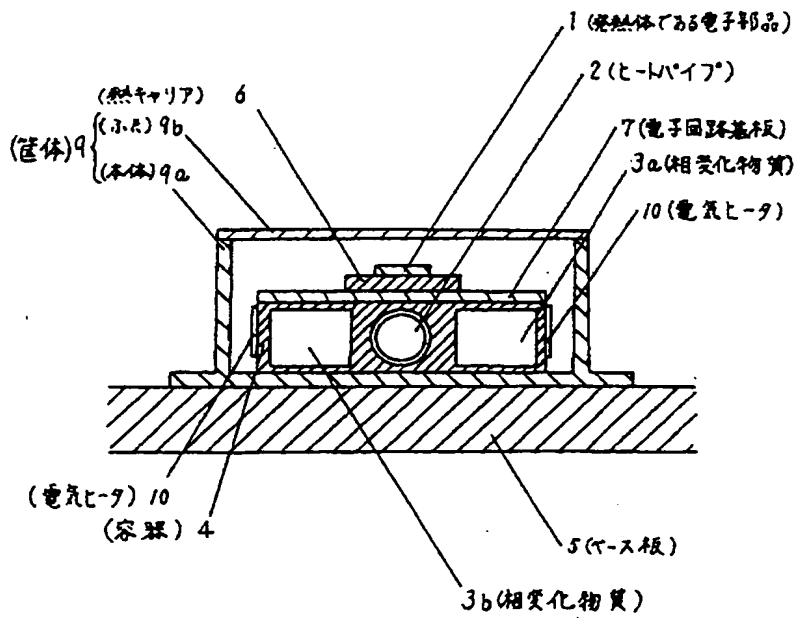
第4図は従来技術の説明図である。

1……電子部品、2……ヒートパイプ、
3a、3b……相変化物質、
4、4a、4b……容器、5……ベース板、
6……熱キャリア、7……電子回路基板、
9……管体、9a……管体の本体、
9b……管体の蓋、10……電気ヒータ。

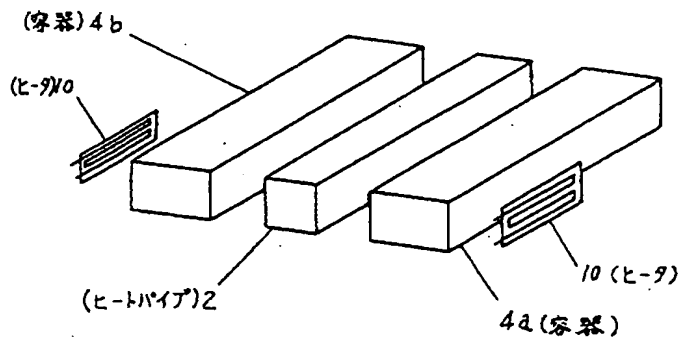
【第1図(A)】



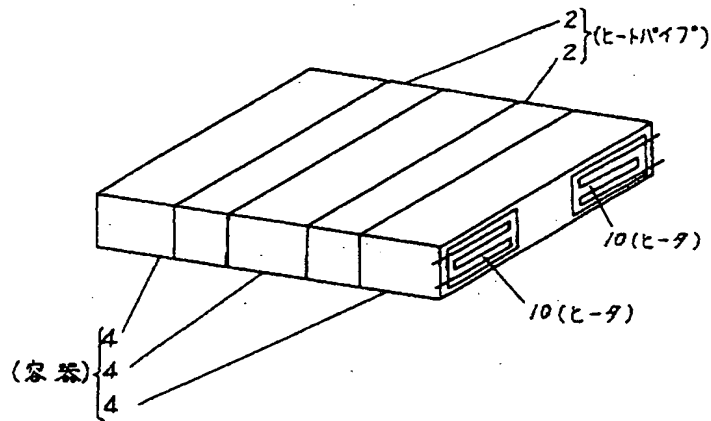
【第1図(B)】



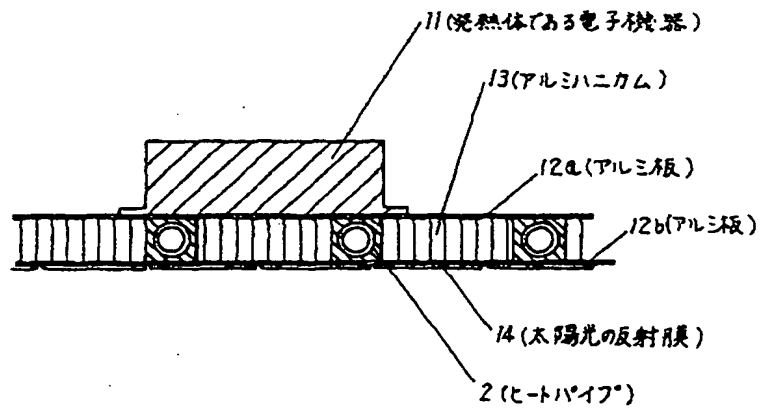
【第2図】



【第3図】



【第4図】



フロントページの続き

(72) 発明者 磯 彰夫
 東京都千代田区岩本町2丁目12番5号
 株式会社宇宙通信基礎技術研究所内

(72) 発明者 関根 健治
 東京都千代田区岩本町2丁目12番5号
 株式会社宇宙通信基礎技術研究所内